

凹腔对一体化支板火焰稳定器燃烧性能的影响

刘广海, 刘玉英, 谢奕

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在来流温度为 $780\sim 850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、来流马赫数为 0.16 及油气比为 $0.002\sim 0.006$ 的条件下, 试验研究了凹腔对喷油/稳定一体化支板火焰稳定器燃烧效率及熄火性能的影响, 并结合数值模拟进行辅助分析。结果表明: 在不同油气比条件下, 带凹腔的一体化支板火焰稳定器均能实现稳定高效燃烧; 不带凹腔的一体化支板火焰稳定器燃烧效率始终低于带凹腔的一体化支板火焰稳定器, 随着油气比的增加, 两者燃烧效率差距逐渐缩小; 带凹腔的一体化支板火焰稳定器较不带凹腔的一体化支板火焰稳定器有更好的熄火性能; 凹腔结构促进了燃油雾化与蒸发, 从而提高一体化支板火焰稳定器的燃烧性能。

关 键 词: 喷油/稳定一体化支板火焰稳定器; 凹腔; 燃烧效率; 熄火; 液雾分布参数

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of cavity on combustion characteristics of integrated strut flame stabilizer

LIU Guanghai, LIU Yuying, XIE Yi

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Effect of cavity on combustion efficiency and blow off characteristic of fuel injection/stabilization integrated strut flame stabilizer were experimentally investigated under the condition of incoming flow temperature $780\sim 850\text{ }^{\circ}\text{C}$, incoming flow Mach number 0.16, fuel air ratio $0.002\sim 0.006$. Numerical simulation was also used to assist analysis. The results show that integrated strut flame stabilizer with cavity could achieve stable and high efficiency flames under the condition of various fuel air ratios; combustion efficiency of integrated strut flame stabilizer without cavity is worse than that of the integrated strut flame stabilizer with cavity, the differences between the integrated strut flame stabilizer with cavity and without cavity decreases gradually with the increase of fuel air ratio; the flame stabilizer with cavity performs better on blow off than flame stabilizer without cavity. Cavity structure could promote the atomization and evaporation characteristic of fuel, and improve combustion characteristics of integrated strut flame stabilizer.

Key words: fuel injection/stabilization integrated strut flame stabilizer; cavity; combustion efficiency; blow off; droplets distribution parameters

收稿日期: 2017-02-28

作者简介: 刘广海(1990—), 男, 博士生, 主要从事航空发动机燃烧试验研究。E-mail: ghliu@buaa.edu.cn

通讯作者: 刘玉英(1974—), 女, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧研究。E-mail: yyliu@buaa.edu.cn

引用格式: 刘广海, 刘玉英, 谢奕. 凹腔对一体化支板火焰稳定器燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1838-1844. LIU Guanghai, LIU Yuying, XIE Yi. Effect of cavity on combustion characteristics of integrated strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8): 1838-1844.

加力燃烧室是航空发动机重要的短时增推装置^[1]。在航空发动机追求高推质比的过程中,随着核心机性能的不断提高,加力燃烧室进口工况发生了显著的变化,同时对其设计也提出了新的要求^[2-3]。美国综合高性能涡轮发动机技术计划(IHPTET)指出,新型加力燃烧室需要在保证燃烧性能的同时,一方面降低非加力状态下流动损失;另一方面整合部件功能,减少零件数量^[4]。

为了降低非加力损失,提高加力燃烧室燃烧性能,早在 1995 年 Clements 等^[5]曾提出了一种将涡轮后支板、火焰稳定器和喷油杆集成设计的加力燃烧室组织方法,该专利取消了传统的 V 型槽及环形值班火焰稳定器,将喷油杆与后承力支板一体化设计。此后 Clements^[6]进一步提出了另一种将支板、火焰稳定器和喷油杆三部件一体化设计的燃烧组织方法,该方法利用垂直于支板表面喷射的冷却气在高速气流下形成低速区,并在冷却气下游垂直支板表面喷射燃油以实现更远的穿透深度、更宽的分布范围以及更好的雾化性能,使油气混合物在支板尾缘回流区附近燃烧。此后,Koshoffer^[7]提出了一种支板、火焰稳定器及喷油系统的一体化燃烧组织方法,且在支板两侧、中心锥、外机匣分别开设凹腔,旨在利用支板两侧的凹腔形成稳定火焰,利用中心锥凹腔、外机匣凹腔及支板内部联焰通道进行联焰。2011 年,孙雨超等^[8]也提出了以一体化支板火焰稳定器与壁式稳定器相结合的加力燃烧室燃烧组织方法,并指出壁式稳定器可以辅助一体化支板进行良好的燃烧组织。由上可知,将涡轮后支板作为火焰稳定器并将其与喷油杆进行一体化设计的燃烧组织方法已成为国内外新型加力燃烧室燃烧组织的重要发展方向之一^[9-10]。

整合涡轮后支板、火焰稳定器和喷油杆的一体化设计尽管能够满足流动损失小、零件数量少的需求,但同时也带来了新的燃烧组织问题。一般情况,为提高燃烧效率,加力燃烧室燃油喷嘴到火焰稳定器后缘的距离一般大于 150 mm^[11]。燃油与支板的一体化设计会引起燃油掺混长度缩短、雾化效果差、燃油分布集中,从而导致加力系统在整个飞行包线中面临火焰稳定的问题^[2]。2014 年,金捷等^[12]提出一种一体化凹腔支板火焰稳定器,其特点为喷油杆内置于支板、支板侧壁开设凹腔结构及支板尾缘厚度小。凹腔作为一种广泛应用于超燃冲压燃烧室、亚燃驻涡燃烧室的火焰稳定方法,对提高燃烧效率、改善火焰稳定性能

均具有重要作用。根据 DeZubay^[13]经验关系式、Longwell 回流区均匀搅拌模型^[14]以及 Zukoski 回流区点火模型^[15],钝体尾缘厚度减小会导致火焰稳定器燃烧效率下降,贫油熄火边界变窄,稳定性降低。因此,探讨该一体化支板火焰稳定器的侧壁凹腔结构对其燃烧性能及火焰稳定性能的影响,对认识该燃烧组织方式的可行性具有重要意义。

本文在来流马赫数为 0.16、来流温度为 780~850 °C 及油气比为 0.002~0.006 的条件下,试验对比了带凹腔的一体化支板火焰稳定器(以下简称凹腔支板)和不带凹腔的一体化支板火焰稳定器(以下简称基准支板)的燃烧效率及熄火性能,并通过喷雾可视化试验结果和基于商用软件的三维数值模拟方法进行了试验结果的分析与探讨,旨在为一体化支板火焰稳定器的结构设计与应用提供依据。

1 试验件及试验系统

1.1 试验件简介

本文试验研究了基准支板和凹腔支板^[12]的燃烧性能,试验件结构如图 1 所示,该一体化支板火焰稳定器的内置喷油杆包括值班供油与主流供油两部分,分别采用直射式喷嘴逆向喷射以及侧喷,并借助冷却气进行辅助气动雾化。一体化支板火焰稳定器的主体结构根据支板火焰稳定器^[16]进行设计,其中基准支板和凹腔支板的长度、最大槽宽和截尾厚度均相同,分别为 123、30 mm 和 16.2 mm。凹腔位于支板的最大厚度处,凹腔深为 7 mm,长高比为 1.7,其后倾角为 150°。基准支板和凹腔支板的前缘保护罩均为圆弧结合

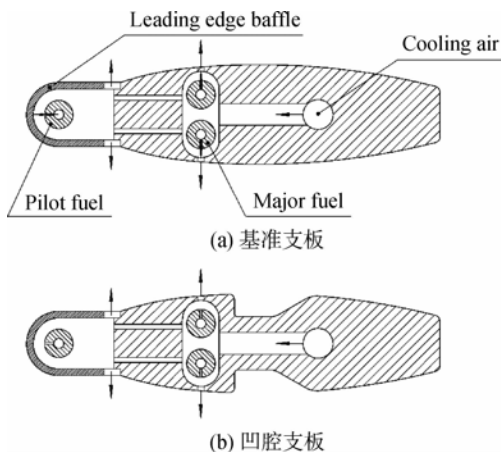


图 1 试验件结构

Fig. 1 Structure of test pieces

矩形段组成。值班供油直射式喷嘴喷孔直径为 0.6 mm。本文主要研究一体化支板火焰稳定器值班供油条件下的燃烧性能。

1.2 试验系统简介

本文试验均在北京航空航天大学二元加力/冲压燃烧试验台上进行。试验系统如图 2 所示,压气站气源为主气路和冷却气路提供低压气流,其中主气路能在常温条件下为试验段提供来流马赫数为 0~0.3 的气流,冷却气路出口压力可维持在 0~0.4 MPa。主气路气流经过流量控制阀和孔板流量计进入一级加温器,一级加温器由三个单管燃烧室火焰筒组成,并能将主流气流加热至 200~450 ℃,每个火焰筒后布置铠装 K 型热电偶用于监测火焰筒出口温度。燃气从一级加温器流出后对冲混合,进入二级加温器。二级加温器采

用改进的蒸发式火焰稳定器^[17]来组织燃烧,出口平均温度可达 700~950 ℃。之后高温燃气经掺混器^[18]掺混,进入前测量段,并由 5 点 B 型热电偶、5 点总压探针、3 点静压探针来监测来流温度和马赫数。高温燃气从前测量段流出后进入试验段,试验段具有试验件安装、供油、点火功能,并设有石英观察窗。试验段后为后测量段,其由单点 B 型热电偶和三维电控位移台组成,试验采集了试验件尾缘后 740 mm 截面处的 5 行 3 列共 15 点(以通道中心为原点,按法向步长 $\Delta y=25\text{ mm}$,展向步长 $\Delta z=50\text{ mm}$ 均布)温度数据,每一数据点处停留 5 s,以保证热电偶与来流实现热平衡。前测量段、试验段、后测量段均为 150 mm×170 mm ($y=150\text{ mm}, z=170\text{ mm}$)的矩形通道。

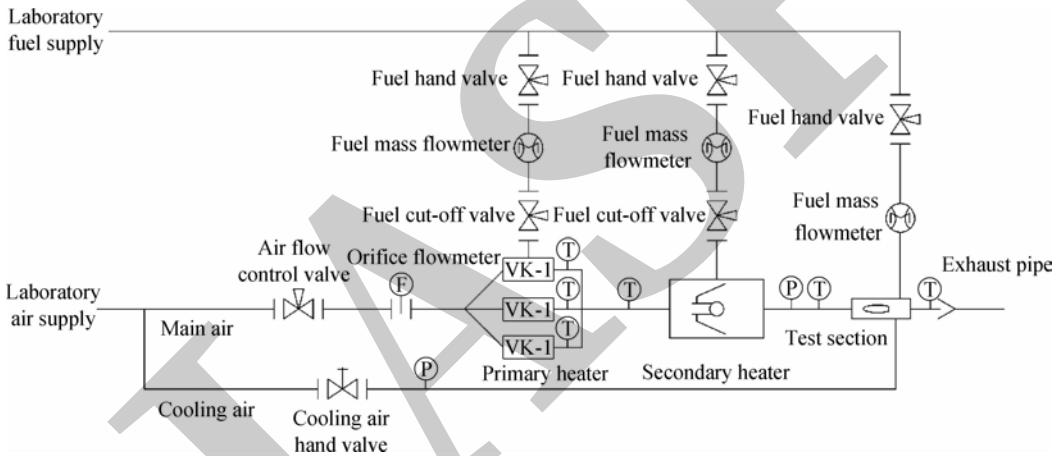


图 2 加力/冲压燃烧试验台
Fig. 2 Schematic of afterburner/ramjet combustion test rig

2 计算模型与计算方法

为辅助分析试验结果,本文进行了相关数值模拟。数值模拟计算域的横截面为 150 mm×170 mm 的矩形通道,流向长度 $x=1\,200\text{ mm}$ 。几何模型采用支板稳定器的主体结构。图 3 给出了计算域及几何模型示意图,计算域坐标原点位于支板模型尾缘中心处。为保证计算域入口边界条件不

影响计算模型前缘流场,以及计算域出口边界位于试验后测试截面之后,计算域入口距离模型尾缘 300 mm。

计算域采用结构化网格,在稳定器周围及通道壁面处局部加密,并保证 $y^+=30$ 。数值计算通过 CFD 商用软件 FLUENT 展开,其中湍流模型选用标准 $k-\epsilon$ 模型,壁函数为标准壁面函数;喷雾采用拉格朗日方法追踪连续相中离散液滴,本文

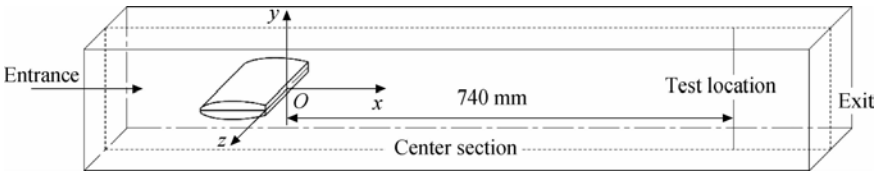


图 3 计算域及几何模型示意图
Fig. 3 Schematic of computational domain and geometric model

通过设置值班喷油位置及液雾分布参数来模拟值班供油情况;燃烧模型选用了计算量与精度均适中的层流小火焰模型,化学反应机理采用 $C_{12}H_{23}$ 的 16 组分 20 步简化反应机理;辐射模型选用 P1 模型。压力速度耦合方式采用耦合方式求解。

3 试验结果及分析

3.1 凹腔对一体化支板燃烧效率的影响

燃烧效率通常指燃烧室内燃烧反应的完全程度,一般有 3 种测量方法:焓增法、温升法、燃气分析法^[19],本文采用温升法来进行测量,其计算公式如下所示:

$$\eta = \frac{\Delta t_{pt}}{\Delta t_{th}} \tag{1}$$

其中 η 为燃烧效率; Δt_{th} 为理论温升; Δt_{pt} 为实际温升。为保证试验的复现性,每一工况取三次试验平均值。需要说明的是由于在低油气比条件下,基准支板处于熄火边界附近,燃烧效率差别明显,故此数据没有进行平均。此外一方面由于试验采用离散点测量温度,无法完全掌握真实物理情况;另一方面由于二级加温器燃烧不完全,剩余燃油进入试验段,会“提高”基准支板和凹腔支板的燃烧效率,但并不影响两者之间的比较。

图 4 给出了来流马赫数 $Ma_\infty=0.16$ 、来流温度 $t_\infty=850\text{ }^\circ\text{C}$ 的工况下,基准支板与凹腔支板在油气比 $R_{fa}=0.002\sim 0.006$ 的燃烧效率。由图 4 可以看出,在低油气比 $R_{fa}=0.002$ 条件下,基准支板(standard strut)的燃烧效率较低,为 70%左右,随着油气比增加至 0.004,其燃烧效率迅速增加到 87%;在不同油气比条件下,凹腔支板(cavity-based strut)的燃烧效率均很高,即凹腔支板在试验油气比范围内均能实现稳定、高效的燃烧;对

比两者燃烧效率可知,在试验工况条件下,基准支板燃烧效率始终低于凹腔支板。

3.2 凹腔对一体化支板熄火性能的影响

本文的熄火性能试验采用的方法是在一定的来流马赫数和来流温度条件下,通过缓慢减小油气比来实现吹熄,并定义尾缘完全熄火时的油气比为熄火油气比。

图 5 给出了在来流马赫数 $Ma_\infty=0.16$ 、来流温度 $t_\infty=780\sim 900\text{ }^\circ\text{C}$ 工况下,基准支板和凹腔支板的熄火油气比。由图 5 可以看出,在来流温度高于 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 条件下,基准支板和凹腔支板的熄火油气比均较小,约为 0.001,并且随着温度的升高,熄火油气比下降;在试验工况范围内,凹腔支板的熄火性能要好于基准支板,特别在来流温度低于 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 条件下,凹腔支板能有效地拓宽一体化支板火焰稳定器的熄火边界。

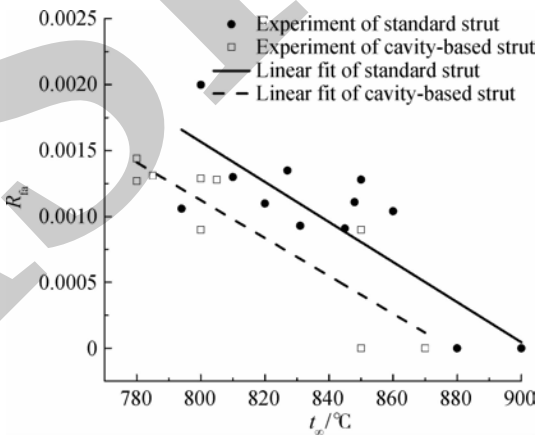


图 5 基准支板和凹腔支板熄火性能
Fig. 5 Blow off characteristic of standard strut and cavity-based strut

3.3 基于液雾分布可视化试验对一体化支板火焰稳定器燃烧性能的探讨

3.3.1 液雾分布可视化试验

针对凹腔支板的液雾分布情况,钱佳兴^[20]采用高速摄影法对进行了可视化研究。图 6 给出了在来流马赫数为 0.2、来流温度为 $300\text{ }^\circ\text{C}$ 及油气比为 0.002 71 的条件下,凹腔支板的液雾分布照片。试验采用功率为 1 000 W 的碘钨灯和 Integrated Design Tools(IDT)公司生产的 X-Stream Vision XS-3 高速相机进行,相机曝光时间为 $10\text{ }\mu\text{s}$,拍摄频率为 500 Hz。由图 6 可以看出,燃油从凹腔支板两侧的值班排油孔(A)排出后,一部分燃油以较小的法向穿透深度随着气流沿支板壁面

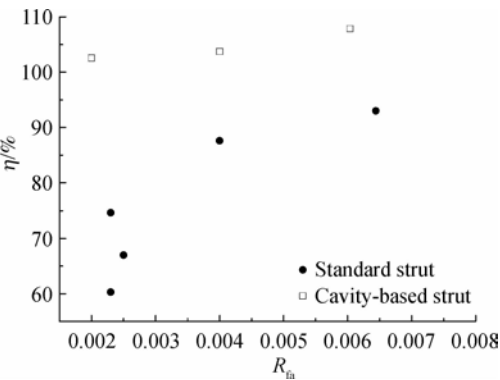


图 4 基准支板和凹腔支板燃烧效率
Fig. 4 Combustion efficiency of standard strut and cavity-based strut

向下游移动并雾化;另一部分燃油紧贴壁面形成油膜,在凹腔前缘 B 处进一步雾化,并被卷入凹腔。凹腔内明显可见的液雾表明,凹腔对油膜和气流中的燃油具有较强的卷吸作用,这对延长液滴在凹腔内停留的时间及促进液滴蒸发具有重要作用。此外,凹腔前缘 B 处明显的液雾破碎也表明,凹腔剪切层有助于壁面油膜和气流中燃油的雾化。这一试验结果表明,在相同的油气比条件下,与基准支板相比,凹腔能促进燃油的雾化和蒸发,从而有利于提高支板尾缘处的局部油气比。

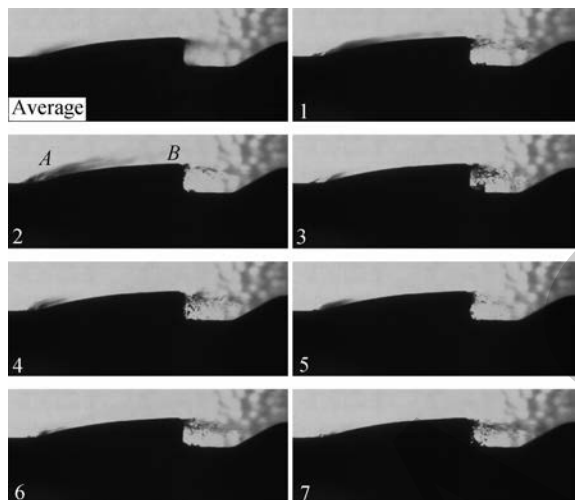


图6 凹腔支板值班燃油分布

($Ma_{\infty}=0.2, t_{\infty}=300^{\circ}\text{C}, R_{fa}=0.0027$)

Fig. 6 Pilot fuel distribution of cavity-based strut

($Ma_{\infty}=0.2, t_{\infty}=300^{\circ}\text{C}, R_{fa}=0.0027$)

3.3.2 凹腔对一体化支板燃烧效率影响的可视化试验探讨

由 Longwell^[14] 和 Zukoski^[15] 的预混燃烧试验可知,钝体后回流区的温度基本取决于该当量比条件下的绝热火焰温度。由液雾分布可视化试验可知,凹腔支板尾缘后较高的局部油气比意味着更高的回流区温度,从而使得凹腔支板后燃油有更高蒸发速率及气态燃料/空气混合物的燃烧速率,因此在低油气比条件下凹腔支板比基准支板有着更高的燃烧效率。随着油气比的增加,基准支板的燃油蒸发总量增加,即局部油气比增加,从而导致基准支板回流区温度升高,进而提高支板后燃油蒸发速率及混合物的燃烧速率,因此基准支板燃烧效率迅速提高,并接近凹腔支板。

3.3.3 凹腔对一体化支板熄火性能影响的可视化试验探讨

Ballal 和 Lefebvre^[21] 结合丙烷/空气均匀混

合物的钝体熄火试验以及 Longwell 等^[22] 的回流区均匀搅拌模型提出了热平衡模型,具体表达式如下所示:

$$R_{lbo} \propto \left\{ \frac{\dot{m}_a}{V p_{\infty}^a \exp[(t_{\infty} + 273.15)/b]} \right\}^c \quad (2)$$

其中 R_{lbo} 、 $\dot{m}_a$ 、 V 分别为均匀混合物的熄火油气比、空气质量流量、回流区体积, p_{∞} 为来流压力。其通过大量试验优化参数 a 、 b 、 c 。由上式可知均匀混合物的钝体火焰贫油熄火油气比与来流温度、压力、质量流量以及钝体尺寸有关。

至于未完全蒸发混合的多相混合物的熄火性能, Lefebvre^[23] 指出实际“有效”油气比会低于设定值。如果知道燃油的蒸发比例,则可以通过下式进行修正:

$$R'_{lbo} = R_{lbo} / f \quad (3)$$

其中 R'_{lbo} 为多相混合物的熄火油气比, f 为液态燃料的蒸发率。

结合式(2)和式(3)可知:①在钝体多相混合物的熄火性能中,来流温度上升,多相混合物的熄火油气比迅速下降,这一点同样可在图5中看到。这是因为一方面来流温度上升能有效提高燃油的蒸发常数,从而提高液态燃料蒸发率;另一方面由式(2)可知均匀混合物的熄火油气比正比于 $\{\exp[(t_{\infty} + 273.15)/b]^{-c}\}$,即随着来流温度的升高,均匀混合物的熄火油气降低。②在相同工况和钝体尺寸条件下,燃油的蒸发率越高,火焰稳定器的贫油熄火当量比越低。前已叙及,凹腔结构有利于提高燃油的雾化及蒸发性能,从而可知凹腔能有效地拓宽一体化支板火焰稳定器的熄火边界。

3.4 凹腔对燃油蒸发影响的探讨

液雾分布可视化试验表明,凹腔能够卷吸燃油,改善燃油的雾化和蒸发,因此本小节基于数值模拟方法分析凹腔对燃油雾化和蒸发的影响。

为简化计算,数值模拟的几何模型如图3所示。数值计算中将供油位置固定于值班排油孔处,通过设置液雾分布参数来模拟值班供油情况。根据来流马赫数为0.16、来流温度为850℃、油气比为0.004的基准支板试验,来对基准支板算例的液雾分布参数进行调试。假设值班燃油按照 Rosin-Rammler(R-R)分布^[19],其公式如下所示:

$$w = 1 - \exp\left[1 - \left(\frac{d}{\bar{d}}\right)^n\right] \quad (4)$$

其中 w 为直径小于 d 的液滴的质量分数, $\bar{d}$ 为液雾的特征直径, n 为液雾尺寸分布指数。经过调

试确定 $\bar{d}=85\text{ }\mu\text{m}$,而 n 采用了推荐值 3。图 7 展示了试验段出口中心截面处的温度试验数据(如图 7 中“●”所示)和数值模拟结果(如图 7 中“—”所示),可以发现基准支板数值计算结果与试验基本匹配良好。

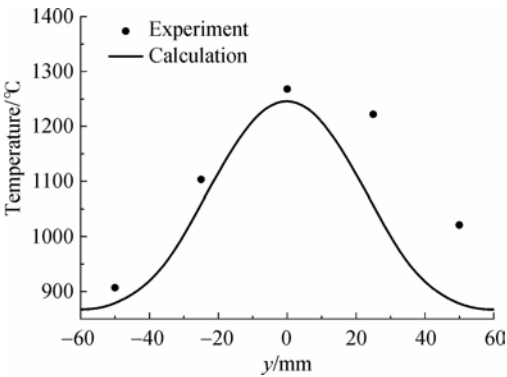


图 7 基准支板数值验证($Ma_\infty=0.16$,
 $t_\infty=850\text{ }^\circ\text{C}$, $R_{fa}=0.004$)

Fig. 7 Calculation verification of standard strut
($Ma_\infty=0.16,t_\infty=850\text{ }^\circ\text{C},R_{fa}=0.004$)

为孤立凹腔对燃油雾化和蒸发的影响,本文凹腔支板计算采用的几何模型与基准支板几何模型相同,即如图 3 所示,主要通过修正凹腔支板的液雾分布参数展开讨论。图 8 为根据液雾可视化结果给出的液滴运动轨迹模型,对基准支板而言其液滴运动轨迹为 1-2-6,凹腔支板的液滴运动轨迹为 1-2-3-4-5-2-6,两者不同在于,值班供油位置处的液滴移动至尾缘处的路程分为 100 mm 和 154 mm,即凹腔对燃油的雾化、蒸发的影响反映在延长液滴蒸发时间上。由于凹腔支板与基准支板计算的几何模型相同,为保证“真实物理”的凹腔支板燃油分布与基准支板的不同,本文通过校准凹腔支板尾缘处的液雾分布来实现。具体方法为,使得用于基准支板计算的、分布为 $\bar{d}=85\text{ }\mu\text{m}$, $n=3$ 的液雾沿凹腔轨迹 1-2-3-4-5-2-6 运动至尾缘时的特征直径、燃油蒸发率和分布为 $\bar{d}'$ 、 n' 的液雾沿没有凹腔的基准支板表面 1-2-6 运动至尾缘处时的特征直径、燃油蒸发率相等,得到的 $\bar{d}'$ 、 n' 即为凹腔支板的液雾分布值。其中特征直径 $\bar{d}'$ 可以通过对流条件下的 D 平方定律^[19]得到,即

$$\bar{d}_{te}^2 = \bar{d}'^2 - k\tau \tag{5}$$

其中 $\bar{d}_{te}$ 为液滴运动至尾缘处的特征直径, k 为对流条件下的蒸发常数, τ 为燃油液滴运动至尾缘处时的蒸发时间。分布指数 n' 通过 $\bar{d}'$ 与 R-R 分布得到。按照上述方法求得 $\bar{d}'=77\text{ }\mu\text{m}$, $n'=2.9$,

即为凹腔支板计算时所用的初始液雾参数。

图 9 展示了来流马赫数为 0.16、来流温度为 850℃、油气比为 0.004 和 0.006 工况下,基准支板和凹腔支板的试验结果和数值计算结果的对比情况。可以看出,基于不同液雾分布,基准支板和凹腔支板的数值计算结果与试验结果吻合良好,这表明图 8 所示的基准支板和凹腔支板的液滴运动轨迹模型具有一定的合理性,即凹腔能“延长”液滴 50% 的蒸发时间,对提高一体化支板的燃烧性能具有重要意义。

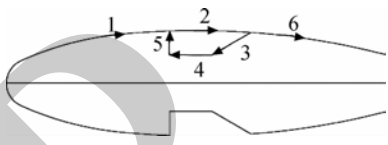


图 8 凹腔支板燃油液滴运动轨迹
Fig. 8 Fuel droplet movement path model of
cavity-based strut

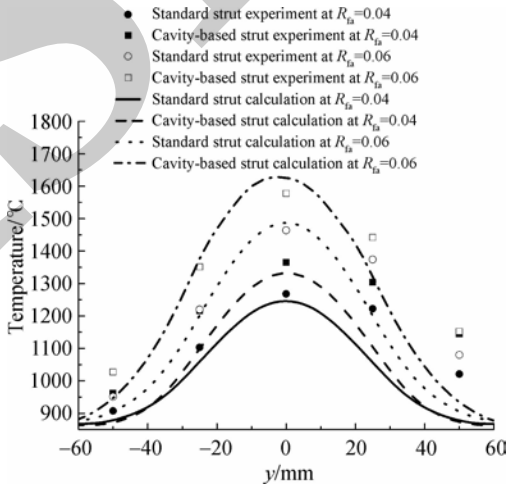


图 9 基准支板和凹腔支板数值验证
($Ma_\infty=0.16,t_\infty=850\text{ }^\circ\text{C}$)

Fig. 9 Calculation verification of standard strut and
cavity-based strut ($Ma_\infty=0.16,t_\infty=850\text{ }^\circ\text{C}$)

4 结 论

在来流温度为 780~850℃、来流马赫数为 0.16 及油气比为 0.002~0.006 条件下,试验研究了基准支板与凹腔支板的燃烧效率及熄火性能,并结合试验及数值计算进行分析,得出以下结论:

- 1) 在本试验条件下,一体化凹腔支板均能实现稳定高效的燃烧。
- 2) 在来流马赫数为 0.16,来流温度为

850℃,不同油气比条件下,基准支板的燃烧效率始终比凹腔支板的低,但是随着油气比的增加,基准支板的燃烧效率增加,两者的差距逐步缩小。

3) 在本试验条件下,凹腔支板较基准支板具有更好的熄火性能。

4) 试验研究与数值模拟研究均表明,凹腔结构有利于一体化支板火焰稳定器的燃油雾化与蒸发,因此能够提高一体化支板火焰稳定器的燃烧效率,并有效地拓宽其熄火边界。

参考文献:

- [1] 侯晓春,季鹤鸣,刘庆国,等. 高性能航空燃气轮机燃烧技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [2] LOVETT J A, BROGAN T P, PHILIPPONA D S, et al. Development needs for advanced afterburner designs[C]// 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Roston, Virgina; AIAA, 2004; 1-12.
- [3] 金如山,索建泰. 先进加力燃烧室技术发展[C]// 中国航空学会第七届动力年会论文集. 贵阳:中国航空学会,2010; 594-599.
- [4] 马梦颖,金捷,季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及新颖结构方案[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2008, 21(4): 55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technonlgy and new configuration of areo-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
- [5] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner; US5385015[P]. 1995-01-31.
- [6] CLEMENTS T R. Method for distributing fuel within an augmentor; US5685140[P]. 1997-11-11.
- [7] KOSHOFFER J M. Method and apparatus for gas turbine engines; US6983601[P]. 2006-01-10.
- [8] 孙雨超,张志学,李江宁,等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4): 71-74.
SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4): 71-74. (in Chinese)
- [9] 梁春华,杨东丹,刘红霞,等. 航空发动机新型补燃增推燃烧室的现状与发展[J]. 航空发动机, 2012, 38(5): 1-5.
LIANG Chunhua, YANG Dongdan, LIU Hongxia, et al. Present and future development of advanced second burner for aeroengine[J]. Aeroengine, 2012, 38(5): 1-5. (in Chinese)
- [10] 张孝春,孙雨超,刘涛. 先进加力燃烧室设计技术综述[J]. 航空发动机, 2014, 40(2): 24-30.
ZHANG Xiaochun, SUN Yuchao, LIU Tao. Summary of

- advanced afterburner design technology[J]. Aeroengine, 2014, 40(2): 24-30. (in Chinese)
- [11] 杨开田,张孝先,王泽军,等. 航空发动机设计手册:第11册[M]. 北京:航空工业出版社,1998.
- [12] 金捷,王方,刘邓欢,等. 内置油杆的凹腔支板火焰稳定器: 104373964[P]. 2016-08-17.
- [13] DEZUBAY E A. Characteristics of disk-controlled flames[J]. Aero Digest, 1950, 61(1): 54-56.
- [14] LONGWELL J P. Flame stabilization by bluff bodies and turbulent flames in ducts[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 1953, 4(1): 90-97.
- [15] ZUKOSKI E E. Flame stabilization on bluff bodies at low and intermediate Reynolds numbers[D]. [S. l.]: California Institute of Technology, 1954.
- [16] 罗莲军. 凹腔支板稳定器燃烧性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2012.
LUO Lianjun. Research on combustion performance of cavity-based strut flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [17] 周冠宇. 新型火焰稳定器的实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2011.
ZHOU Guanyu. Experimental study of new-type flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [18] 谢奕,刘玉英. 组合式风斗混合器掺混性能数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(3): 546-553.
XIE Yi, LIU Yuying. Numerical simulation on mixing performance of combined wind scoop mixer[J]. Journal of Propulsion Technonlgy, 2016, 37(3): 546-553. (in Chinese)
- [19] 黄勇,林宇震,樊未军,等. 燃烧与燃烧室[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2009.
- [20] 钱佳兴. 加温条件下支板稳定器雾化性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2014.
QIAN Jiaying. Investigation on the spray performance of strut flameholder in preheated air flow[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [21] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1979, 101(3): 343-348.
- [22] LONGWELL J P, FROST E D, WEISS M A. Flame stability in body recirculation[J]. Industrial and Engineering Chemistry Research, 1953, 45(8): 1629-1633.
- [23] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1): 24-37.